

文章编号: 1001—4322(1999)06—0677—05

激光-载荷联合作用下碳纤维/环氧 树脂板的断裂阈值研究^{*}

黄国君, 杨治星, 段祝平

(中国科学院力学研究所非线性力学开放实验室, 北京 100080)

摘 要: 介绍了激光-载荷联合作用下碳纤维/环氧树脂编织复合材料单边缺口板断裂的实验和理论研究。实验测量了断裂阈值曲线,并结合显微观察确定了三种断裂模式:热应力、热减薄和热击穿模式。获得了热应力模式断裂的理论判据,与实验结果基本吻合。该判据建立了断裂临界条件下热一力和几何参数与材料性能参数之间的关系。

关键词: 激光; 力; 复合材料; 断裂

中图分类号: TN246 **文献标识码:** A

高分子基复合材料(PMC)具有较高的比刚度、比强度,因而作为传统金属材料的替代材料已被广泛用于航空、航天飞行器和汽车中,其中以碳纤维/环氧树脂复合材料(CFRC)使用最广。在F-16、F-18等先进战斗机的蒙皮和电子设备舱门上使用的CFRC已占整个结构表面积的35%~45%^[1],而且在航天飞行器中也大量使用该种材料^[2]。航空、航天飞行器在运行过程中不仅受到机械载荷的作用,而且受到太阳的红外辐射、水蒸汽等自然环境以及核辐射、激光辐射等恶劣战斗环境的影响。因此,研究力-热联合作用下CFRC的热力学响应成为一个重要课题,美国等发达国家已在这方面投入人力、物力开展研究^[3~5]。

由于CFRC等PMC材料对于红外辐射具有很高的吸收能力,所以它对电磁波较为敏感,从而可用激光热源作为模拟手段来研究其热辐射效应。Griffis等^[3]曾研究了激光-载荷联合作用对CFRC层板强度的影响;本文则研究上述作用下含单边缺口CFRC层板的断裂效应。

1 实验

实验材料由北京材料工艺研究所提供,为双层正交编织(woven)的CFRC板压合而成。试件采用单边缺口矩形板如图1所示:板厚 $H=1\text{mm}$;缺口长度 $A=9\text{mm}$;板宽 $W=18\text{mm}$ 。图2为实验装置图,其中1为He-Ne激光器;2为NGL-钹玻璃激光器;3为 45° 全反射镜;4为分束镜;5为PM-3375示波器;5'为硅PIN光电二极管;6为PT-1C型高功率激光能量计;7为200mm焦距会聚透镜;8为双向加载装置及试件。光源为本实验室研制的“力光”千兆瓦级可调式玻璃激光器,在该装置上可分别实现不同脉宽与能量的输出。本次实验采用长脉冲 $\Delta t=1\text{ms}$;波长 $\lambda=1.06\mu\text{m}$;平均功率密度 $I_0=10^5\sim 10^6\text{W}/\text{cm}^2$;光斑直径 $D_L=4\text{mm}$,光斑内能量密度空间分布接近均匀分布,光斑以裂尖为中心。

实验中首先测定试件在纯拉伸条件下的断裂应力 p_c ,以确定临界断裂强度因子 K_{Ic} ,然后逐步降低载荷并进行激光辐照。对于某一固定载荷 p ,由低至高逐步调整激光输出能量,以确

^{*} 国家 863 激光技术领域和中科院九五重大项目(KJ951-1-201)资助课题
1999 年 6 月 7 日收到原稿,1999 年 10 月 12 日收到修改稿。
黄国君,男,1962 年 9 月出生,博士,副研究员

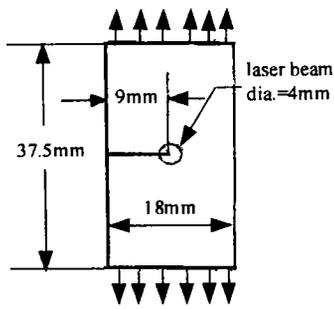


Fig. 1 Geometry of the sample

图 1 试样几何

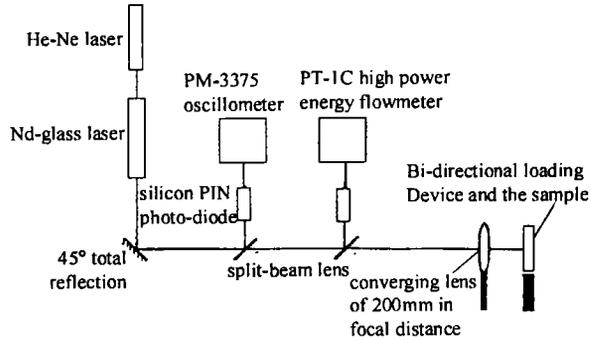


Fig. 2 Schematic of experimental apparatus

图 2 实验装置示意图

定该载荷下试件断裂的临界激光能量 E_c , 由此可得到材料断裂的载荷—能量阈值曲线。此外应用 Stemi SV11 型光学立体显微镜(德国 ZEISS 公司产)对断口进行分析, 以确定断裂模式。

2 实验结果

图 3 为根据所测得试件断裂时的临界载荷和激光输出能量值计算得到的无量纲应力强度因子 $\bar{K}_I = K_I / K_{Ic}$ 与功率密度 I_0 曲线, 亦即破坏阈值曲线。应力强度因子由下式确定^[6]

$$K_I = F\sigma \sqrt{\pi A} \quad (1)$$

$$F = F_{ISO}(\theta)F_A(\theta, \beta_1, \beta_2) \quad (2)$$

σ 为外加应力; A 为缺口长度; $\theta = A/W$; F_{ISO} 为各向同性单边缺口板的无量纲应力集中系数

$$F_{ISO} = \frac{\sqrt{\frac{2}{\pi\theta} \tan\left(\frac{1}{2}\pi\theta\right)} \times [0.752 + 2.02\theta + 0.37\left[1 - \sin\left(\frac{1}{2}\pi\theta\right)\right]^3]}{\cos\left(\frac{1}{2}\pi\theta\right)}$$

F_A 为各向异性修正系数; β_1, β_2 为表征各向异性的系数。由于本实验材料板面为弱各向异性, 且为平面应力计算, 故 $F_A \approx 1$ 。实验测得的 $K_{Ic} = 6.56 \text{MPa} \cdot \text{m}^{0.5}$ 。

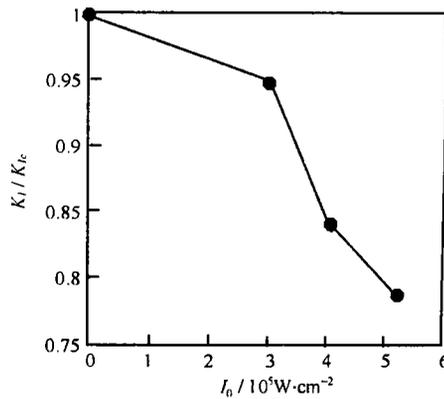


Fig. 3 Threshold curve of fracture

图 3 断裂阈值曲线

图 4(a)~(c)分别为不同载荷—激光能量组合时光斑处断口的显微照片。激光能量较低时, 仅有表面的环氧树脂基体薄层被烧蚀汽化, 纤维基本保持完好如图 4(a)所示; 随着激光能量升高, 纤维也被烧蚀汽化如图 4(b)所示; 能量进一步升高时, 可看到纤维不仅被烧蚀, 而且产生碳化, 光斑中心处材料被击穿如图 4(c)所示。综合以上结果, 我们可以将断裂机制分为以下几种: 1. 高载-低能时, 激光产生的热应力与外加应力叠加导致实际的 K_I 达到 K_{Ic} ; 2. 中等能量-载荷时, 烧蚀产生裂尖减薄, 可等效为 K_{Ic} 下降; 3. 低载-高能时, 烧蚀和碳化使裂尖击

穿,可等效为裂纹长度增长,导致裂纹失稳扩展。值得注意的是若 K_I 远离 K_{Ic} ,即使裂尖击穿较为充分,也不能导致试样断裂。按整个光斑完全击穿计算,试样断裂的最低预加 $\bar{K}_I < 0.6$,而实验中发现的最低 $\bar{K}_I < 0.75$ 。若考虑到裂尖击穿后的钝化作用,实验值高于理论值就是显然的。



(a) $\bar{K}_I = 0.947; I_0 = 3.0 \times 10^5 \text{ W/cm}^2$ (b) $\bar{K}_I = 0.847; I_0 = 4.06 \times 10^5 \text{ W/cm}^2$ (c) $\bar{K}_I = 0.79; I_0 = 5.21 \times 10^5 \text{ W/cm}^2$

Fig. 4 Photos of the fracture surface ($\times 312$)

图 4 断口显微照片($\times 312$)

3 理论分析

下面对断裂模式 1 给出初步的理论分析。靶中的温度场 T 由热传导方程决定

$$\nabla \cdot (\vec{\lambda} \cdot \nabla T) + q = \rho c_v \frac{\partial T}{\partial t} \tag{4}$$

式中, $\vec{\lambda}$ 、 q 、 ρ 、 c_v 分别是热传导系数张量、热源体密度、质量密度和比热容。将激光能量作为热源处理,则有

$$q = \frac{I_0 - I_a}{H} \tag{5}$$

$$I_a = Q_a \Delta m / \pi R_L^2 \Delta t = Q_a \rho \Delta H / \Delta t \tag{6}$$

式中, I_a 为板面基体薄层 ΔH (约 0.05mm) 烧蚀损失的功率密度; Q_a 为单位质量的烧蚀热,对于碳纤维/环氧树脂材料 $Q_a = 18.48 \text{ J/mg}$ (内部资料, 桂元珍等, 1994 年, 中物院流物所); Δm 为质量损失。数量级分析表明: 传导项较热源项小四个数量级, 故可以忽略掉。因此可得到光斑内的温度 T_L

$$T_L = \frac{I_0 - I_a}{H \rho c_v} \Delta t + T_a \tag{7}$$

光斑外的温度为室温 T_a 。

由本征应力分析可知: 光斑处温升产生的热应力呈 $(R_L/r)^2$ 衰减 (r 为极坐标半径、 R_L 为光斑半径)。为简单起见, 可将本问题作为一个无穷大体或一个较大的圆盘处理。对于无缺口圆盘, 周向平面正应力为^[7]

$$\sigma_{\theta\theta} = \alpha E \left\{ \frac{1}{R^2} \int_0^R T r dr + \frac{1}{r^2} \int_0^r T r dr - T \right\} \tag{8}$$

式中, α 为热膨胀系数; E 为扬氏模量; R 为圆盘半径, 这里取 $R = A$ 。将温度场带入上式得

$$\begin{cases} \sigma_{\theta\theta} = -\frac{1}{2} \alpha E \Delta T (1 - \bar{r}_L^2), & \bar{r} \leq \bar{r}_L \\ \sigma_{\theta\theta} = \frac{1}{2} \alpha E \Delta T \bar{r}_L^2 \left(1 + \frac{1}{\bar{r}^2} \right), & \bar{r} > \bar{r}_L \end{cases} \tag{9}$$

式中, $\bar{r}=r/A$; $\bar{r}_L=r_L/A$; $\Delta T=T_L-T_a$ 。周向应力沿半径的分布如图 5 所示, 在光斑边缘处存在一个间断。

由弹性叠加原理可知: 热应力贡献的应力强度因子 K_I^h 可将反向的 $\sigma_{\theta\theta}$ 作用在半径方向的缺口上得到。利用权函数方法^[8,9]得

$$K_I^h = f\sigma_0 \sqrt{\pi A} \quad (10)$$

$$f = \frac{1}{\sqrt{2\pi a f_0}} \int_0^a \frac{\sigma_{\theta\theta}}{\sigma_0} [\beta_1(a)(a-x)^{-\frac{1}{2}} +$$

$$\beta_2(a)(a-x)^{\frac{1}{2}} + \beta_3(a)(a-x)^{\frac{3}{2}}] dx \quad (11)$$

式中, f_0 为均匀参考压应力 σ_0 (取为 $aE\Delta T$) 作用时的应力集中系数, f_0 和系数 β_1 、 β_2 、 β_3 均为缺口长度 $a=A/R$ 的函数 (这里 $A=1$); $x=1-\bar{r}$ 。对 (11) 式积分得

$$f = \sqrt{\frac{2}{\pi f_0}} \bar{r}_L^2 \left[\frac{1}{3} \beta_1(1)(\bar{r}_L^{-3/2} - 1) - \frac{1}{3} \beta_2(1)(\bar{r}_L^{-1/2} - 1) + \frac{5}{3} \beta_3(1)(\bar{r}_L^{1/2} - 1) \right] \quad (12)$$

$$K_I^h = f a E \Delta T \sqrt{\pi A} \quad (13)$$

因此断裂模式 1 的临界判据为

$$K_I^f + K_I^h = K_{Ic} \quad (14)$$

式中, K_I^f 为外载应力强度因子, 该判据建立了热-力以及几何参数与材料性能参数之间的关系。根据厂方提供的材料性能参数: $E=10\text{GPa}$; $\alpha=10 \times 10^{-5}$; $\rho=1.6\text{g/cm}^3$; $c_v=5\text{J/g} \cdot ^\circ\text{C}$ 和实验中的热、力参数: $I_0=3 \times 10^5\text{W/cm}^2$; $K_I^f=0.947K_{Ic}$, 计算得到的本实验断裂模式 1 的结果为: $\Delta T=253.6^\circ\text{C}$; $K_I^h=1.02\text{MPa} \cdot \text{m}^{0.5}=0.156K_{Ic}$; $K_I^f + H_I^h=1.103K_{Ic}$, 基本满足判据 (14), 计算结果偏大主要是由于未考虑热软化的影响。

对于热减薄和热击穿模式, 由于断裂过程涉及到基体和碳纤维的烧蚀、碳化等复杂的物理化学过程, 并且力学分析要针对三维裂纹, 因此其理论分析较为困难, 需要作进一步的研究。

4 结 论

通过实验获得了激光-载荷联合作用下碳纤维/环氧树脂单边缺口板的断裂阈值曲线, 并结合显微观察确定了不同的断裂模式: 热应力、热减薄和热击穿模式, 对热应力模式的理论分析得到了该模式断裂的理论判据, 与实验结果基本吻合。该实验曲线和理论判据的意义在于确定了起裂时热-力外载因素与结构几何和材料性能内在因素之间的关联, 可为航空、航天飞行器的抗激光辐射加固技术提供设计依据。

参考文献

- 1 Hoskin B C and Baker A A. Composite Materials for Aircraft Structures, AIAA Inc, 1986
- 2 McCarty J E. Design and cost viability of composites in commercial aircraft. *Composites*, 1993, 24(4): 361~365
- 3 Griffis C A, Mausumura R A and Chang C I. Thermal response of graphite epoxy composite subjected to rapid heating. *J Composite Mater*, 1986, 15: 216~235
- 4 Wuthrich C. Thick-walled composite tubes under mechanical and hygrothermal loading. *Composites*, 1992, 23(6): 407~

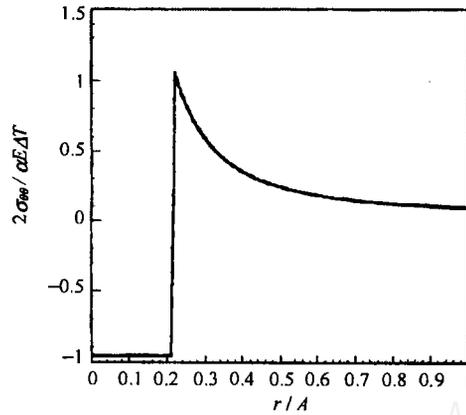


Fig. 5 Distribution of loop stress in the disc

图 5 圆盘周向应力分布

413

- 5 Dimitrienko Yu I. Thermomechanical behavior of composite materials and structures under high temperatures; 1. materials, 2. structures. *Composites*, 1997, **28A**:453~471
- 6 Kagegama K. Fracture mechanics of notched carbon/epoxy laminates. Application of Fracture Mechanics to Composite Materials, Composite Materials Series, 1989, Eds. by K. Friedrich, Elsevier. **6**:327~396
- 7 Boley A and Weiner J H. Theory of Thermal Stress. N. Y., Wiley, 1960. Chapter 9
- 8 Oliveira R and Wu X R. Stress intensity factors for axial cracks in hollow cylinders subjected to thermal shock. *Eng Fract Mech*, 1987, **27**(2):185~187
- 9 Schneider G A and Danzer R. Calculation of the stress intensity factor of an edge crack in a finite elastic disc using the weight function method. *Eng Fract Mech*, 1989, **34**(3):547~552

INVESTIGATION ON THE FRACTURE THRESHOLD OF WOVEN CARBON-FIBER/EPOXY PLATES UNDER MECHANICAL LOADING AND HEATING BY INCIDENT LASER BEAMS

HUANG Guo-jun, YANG Zhi-xing and DUAN Zhu-ping

Laboratory of Non-linear Mechanics of Continuous Media, Institute of Mechanics,

Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080

ABSTRACT: The fracture threshold of the woven carbon-fiber/epoxy plates with single-side notch under combined mechanical loading and heating by incident beam is studied experimentally and theoretically. The threshold curve was measured and the fracture modes were identified through the observation of microscopy, they are thermal stressing, thermal thinning and thermal puncture. For the mode of thermal stressing corresponding to lower power laser beams, a theoretical criterion of the fracture is developed based on the analysis with fracture mechanics, in agreement with the experimental result.

KEY WORDS: laser; mechanical loading; composite; fracture